

JPAB

CLIPPEDIMAGE= JP358039761A

PAT-NO: JP358039761A

DOCUMENT-IDENTIFIER: JP 58039761 A

TITLE: HEAT RESISTANT NI ALLOY

PUBN-DATE: March 8, 1983

INVENTOR-INFORMATION:

NAME

YAMAZAKI, MICHIO

HARADA, KOJI

ASSIGNEE-INFORMATION:

NAME

COUNTRY

NATL RES INST FOR METALS

N/A

APPL-NO: JP56137842

APPL-DATE: September 3, 1981

INT-CL (IPC): C22C019/05

US-CL-CURRENT: 420/447

ABSTRACT:

PURPOSE: To make the resulting heat resistant Ni alloy inexpensive and to enhance the creep rupture strength by removing Re from "NASA VI-A " alloy, reducing the Ta content, and increasing the W, Ti and Hf contents to provide a specified composition.

CONSTITUTION: This heat resistant Ni alloy has a composition consisting of, by weight, 5 $\pm$ 18% Co, 3 $\pm$ 7% Cr, 12 $\pm$ 16% W, 3.5 $\pm$ 5.5% Al, >2 $\pm$ 4% Ti, 2 $\pm$ 4% Ta,  $\leq$ 2.5% Hf, 0.05 $\pm$ 0.2% C, 0.001 $\pm$ 0.05% B, 0.001 $\pm$ 0.2% Zr and the balance essentially Ni while satisfying W+Ta=14 $\pm$ 19%. Mo may be substituted for  $\leq$ 5% of said W, and Nb may be substituted for  $\leq$ 2% of said Ta. A heat resistant alloy with superior creep rupture strength is similarly obtd.

COPYRIGHT: (C)1983, JPO&Japio

⑬ 日本国特許庁 (JP)

⑪ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報 (A)

昭58—39761

⑤ Int. Cl.<sup>3</sup>  
C 22 C 19/05

識別記号  
CBA

庁内整理番号  
7821—4K

⑬ 公開 昭和58年(1983)3月8日

発明の数 1  
審査請求 有

(全 4 頁)

⑭ Ni基耐熱合金

① 特 願 昭56—137842

② 出 願 昭56(1981)9月3日

特許法第30条第1項適用 昭和56年4月2日  
～4日発行日本鉄鋼協会第101回講演大会講演概要集に発表

⑦ 発 明 者 山崎道夫

逗子市久木8—14—72

⑦ 発 明 者 原田広史

小金井市東町4—39—17第1和  
合荘2—1

⑦ 出 願 人 科学技術庁金属材料技術研究所  
長

←第2→

明 細 書

1. 発明の名称 Ni基耐熱合金

2. 特許請求の範囲

重量%  
Co 5～18%、Cr 3～7%、W 12～16% (ただし、5%以下をMoに代えることができる)、  
Al 3.5～5.5%、Ti 2%を超え4%以下、Ta 2～4% (ただし、2%以下をNbで代えることができる)、  
Hf 2.5%以下、C 0.05～0.2%、B 0.001～0.05%、Zr 0.001～0.2%を含み、  
残部は実質的にNiよりなり、同時に

W + Ta = 14～19%

を満たすNi基耐熱合金。

3. 発明の詳細な説明

本発明はクリープ破断強度が優れたNi基耐熱合金に関する。

ジェットエンジンや発電設備などに用いられるガスタービンの出力、熱効率を上げるには、燃焼ガス温度を上昇させるのが最も有効である。そのためには、クリープ破断強度の大きい動翼

材が必要である。

現在、発電用大型ガスタービンの動翼材にはIN-738 LC (インコ社製、組成後配) が使用されており、またジェットエンジンの動翼材にはMar M 200 (マーチンマリエタ社製、組成後配) が優れたものとして使用され、またMar M 247 (マーチンマリエタ社製、組成後配) の実用化が検討されている。

しかし、これらの合金はクリープ破断強度が優れないため、出力や熱効率を上げるのに限度がある。

優れたクリープ破断強度を持つ既存合金としてはNASA H-A 合金 (米国NASA製、組成後配) がある。しかし、この合金は高価なReを使用するため、合金が高価となる問題点がある。

本発明はNASA H-A 合金における如きReを使用することなく、クリープ破断強度の優れたNi基耐熱合金を提供するにある。

本発明のNi基耐熱合金は、Co 5～18%、Cr 3～7%、W 12～16%、Al 3.5～5.5%、Ti

2%を超え4%以下、Ta 2~4%、Hf 2.5%以下、C 0.05~0.2%、B 0.001~0.05%、Zr 0.001~0.2%を含み、残部は実質的にNiよりなり、同時にW+Ta=14~19%を満たすNi基耐熱合金である。

ただし、Wの5%までをMoで置き換え、またTaの2%までをNbで置き換えても、同様にクリープ破断強度の優れたものが得られる。

本発明のNi基耐熱合金の組成成分の作用ならびに組成割合の限定理由は次の通りである。

Coは $\gamma$ 相および化学量論的にNi<sub>3</sub>Alで表わされる $\gamma'$ 相中に固溶して、これらの相の固溶化に寄与すると共に、 $\gamma$ 相中における $\gamma'$ 相の析出量を増加して析出強化を助長する作用をする。その量は5%以上は必要であるが、18%を超えると $\sigma$ 相などの有害析出物が現われてクリープ破断強度が低下する欠点を生ずる。その好ましい量は5~15%である。

Crは合金の耐酸化腐食性を良好にする作用をするものであり、その量が7%を超えると $\sigma$

物を超えると共晶 $\gamma'$ と呼ばれる粗大な $\gamma'$ 相の量が過剰となり、クリープ破断強度が低下する欠点を生ずる。

Tiはその大部分が $\gamma'$ 相に固溶し、 $\gamma'$ 相を強化すると共に、 $\gamma'$ 相の量を増加させて析出強化に寄与する。TaとW量をできるだけ増加させずに高いクリープ破断強度を得るためには2%を超えることが必要である。しかし、4%を超えると $\sigma$ 相を生じてクリープ破断強度を低下させる欠点を生ずる。

Taはその大部分が $\gamma'$ 相に固溶して著しく固溶強化すると共に、 $\gamma'$ 相の量を増加させて析出強化に寄与する。その効果を得るためには2%を超えの量が必要である。しかし、4%を超えると合金の価格があがるのみならず、 $\sigma$ 相などの有害析出物が生じてクリープ破断寿命が低下する。

この場合、Taの一部をNbで置きかえてもよい。NbはTaと同様な作用をする。しかし、Nbの含有量が2%を超えると $\sigma$ 相などの有害析出

相や $\mu$ 相などの有害相が板上に生成して、クリープ破断強度が低下する欠点を生ずる。3%より少なくなると、前記作用が得られなくなる。ただし、800~900℃の比較的低温で5000時間以上の長時間使用すると前記有害相の生成傾向が強まるので、3%~6%と低くするのが好ましい。

Wは $\gamma$ 相および $\gamma'$ 相中に固溶して、これらの相を著しく強化する。そのためには12%以上含有させる必要があるが、16%を超えると、 $\mu$ 相などの有害析出物を生成し、クリープ破断寿命が低下する欠点を生ずる。

この場合、Wの一部をMoで置きかえてもよい。MoはWと同様に $\gamma$ 相および $\gamma'$ 相に固溶してこれらの相を強化する。しかし、5%を超えると $\mu$ 相などの有害析出物を生じ、クリープ破断寿命が低下する欠点を生ずる。

Alは $\gamma'$ 相を生成するために必要な元素であり、 $\gamma'$ 相を十分に析出させるためには、3.5%以上含有させることが必要である。しかし、5.5%

物を生じ、クリープ破断寿命を低下する。

Cは、よく知られているようにMC型、M<sub>23</sub>C<sub>6</sub>型、M<sub>6</sub>C型の3種類の炭化物を作って、主として合金の結晶の粒界を強化する。その効果を得るにはCが0.05%以上必要である。しかし、0.2%を超えると粗大な炭化物を多量に晶出し、かえってクリープ破断強度を低下させる。

Bは粒界を偏析して高温での粒界強度を向上させ、クリープ破断強度と破断のびを増加させる作用をする。この効果を得るためには0.001%以上必要である。しかし、0.05%を超えると粒界に低融点の共晶を生成し、合金の溶融損傷を起こし易くなる欠点を生ずる。

ZrもB同様粒界強化の作用をする。この効果を得るには0.001%以上必要である。しかし、0.2%を超えると粒界に金属間化合物が生じ、かえってクリープ破断強度を低下させる欠点を生ずる。

Hfは粒界強化の作用をする。しかし、2.5%を超えると有害な金属間化合物が生成し、クリ

ープ破断寿命が低下するので2.5%以下であることが必要である。

以上、各元素の組成割合について説明したが、クリーブ破断強度の大きい最適組成には複数の元素に関連した条件が必要である。

即ち、 $\gamma$ 相または $\gamma'$ 相の固溶強化に有効な元素であるWとTaの合計量が1.4%~1.9%であることが必要である。W+Taが1.4%未満であると、固溶強化量が不足し、十分なクリーブ破断強度が得られない。逆にその合計量が1.9%を超えると、 $\sigma$ 相、 $\mu$ 相などの有害析出物が生成し、クリーブ破断強度が低下する欠点を生ずる。

W、Taの1部をNb、Moのどちらか一方あるいは両者置きかえた場合においても、それらの全体の合計量が同じ理由で1.4%~1.9%の範囲である必要がある。

以下、実施例を挙げると共に従来のNi基耐熱合金との比較を示す。

#### 実施例

本発明合金5種と既存合金4種を溶解鑄造し、

クリーブ破断試験を行った。溶解は高周波真空溶解炉で行い、800℃に保温した6mm×クリーブ破断試験片12本どりのロストワックス型に鑄込んだ。試験片は鑄造のままクリーブ破断試験に供した。しかし、粉末冶金法によっても製造し得られる。

クリーブ破断試験はJIS Z-2272に基づいて行った。その試験結果は次の表に示す通りであった。

表中の破断寿命のうち、\*印はラーソンミラーパラメータ(定数=20)を用いた推定値である。

後記表の結果が示すように、本発明合金のクリーブ破断寿命は、IN-738LC、MarM200、MarM247の現在最強合金とされている合金よりも大きいことが分かる。この原因は主として固溶強化量(W+Mo+Ta+Nb)によって説明することができる。(ここにMoとNbは1%当りW、Taと同等の固溶強化の効果をもつので、W+Mo+Ta+Nbを固溶強化量とみてよい。)

IN-738LCは固溶強化量は7.0%で本発明合金に比べ大巾に少なく、またW量も少なく、Crが多い。

MarM200合金とMarM247合金も本発明合金に比べてW+Mo+Ta+Nb量が少なく、Cr量が多い。そのため、以上の3種合金は本発明合金に比べてクリーブ破断強度が小さいと考えられる。

NASA V-A合金は本発明合金と同等程度のクリーブ破断寿命を示している。この合金はTaによる $\gamma'$ 相の固溶強化とReの添加による粒界強化とを利用したものである。一方、本発明合金は高価なReを使用せず、またTaの使用量も少ないものであり、主として安価なWの固溶強化を利用したものである。従って、本発明合金はNASA V-A合金に比べて極めて安価に製造し得られる。しかも、工場での製造の生産管理において、例えばスクラップの他合金への転用等においても本発明合金の方が有利である等の優れた効果を有する。

合金名	C <sub>3</sub>	Cr	Mo	W	Al	Ti	Nb	Ta	Hf	C	B	Zr	その他	W+Mo+Ta+Nb	クリーブ破断寿命(時間)		
															882℃ 50-50 10 <sup>5</sup> h	1000℃ 50-50 10 <sup>5</sup> h	1200℃ 50-50 10 <sup>5</sup> h
TM-185	7.9	4.8	-	12.9	4.5	3.5	-	3.3	1.16	0.11	0.01	0.09	-	16.2	180	994	170
TM-222	7.6	4.5	-	14.6	4.7	2.6	-	3.1	1.3	0.11	0.01	0.05	-	17.7	155	928	146
TM-245	8.2	5.3	-	12.3	4.2	3.3	-	3.0	1.1	0.11	0.01	0.09	-	16.2	149	842*	146
TM-249	8.2	5.3	-	12.4	4.1	3.3	-	3.2	1.5	0.15	0.01	0.09	-	16.6	149	800*	146
TM-251	13.0	4.7	-	13.4	4.1	3.3	-	3.2	1.5	0.15	0.01	0.09	-	16.6	149	806*	149
IN-738LC	8.5	14.0	1.75	2.6	3.4	3.4	0.9	1.75	-	0.10	0.01	0.10	-	7.0	15*	100	70*
MarM200	10	9	-	12	5	3	1	-	-	0.15	0.05	0.05	-	13.0	70*	206	73
MarM247	10	8.5	0.7	10	5.5	1.0	-	3.0	1.5	0.15	0.05	0.05	-	13.7	73	596	165
NASA V-A	7.5	6.1	2.0	5.5	5.4	1.0	0.3	3.0	0.4	0.13	0.02	0.13	0.3Re	13.6	1235	1235	165

本発明合金は、これを動翼材として用いること  
によって、ジェットエンジンや発電設備など  
の各種ガスタービンの高能率化が可能となる。

また、この合金は耐酸化あるいは耐酸化コー  
ティングを行うことにより、これらの雰囲気  
下で使用することも可能である。更に一方向  
異方性材料あるいは単結晶材としての使用も可能であ  
り、これによって高温での強度と延性の向上が  
得られる。このほか粒子分散強化合金の基  
地としての使用も可能である。

特許出願人 科学技術庁金属材料技術研究所長